

柔性热防护系统及相关热考核试验

张友华^{1,2} 陈智铭^{1,2} 陈连忠^{1,2} 陈海群^{1,2} 谢旭^{1,2}

(1 中国航天空气动力技术研究院,北京 100074)

(2 电弧等离子应用装备北京市重点实验室,北京 100074)

文 摘 柔性热防护系统为高超声速充气气动减速器的防热需求而发展,主要为大质量地球再入及未来火星的进入、下降和着陆系统的防热而研发。本文介绍了美国针对高超声速充气气动减速器已经进行和正在策划的飞行试验情况以及火星进入、下降和着陆系统对柔性热防护系统的使用热环境需求。对柔性热防护系统的基本组成进行了介绍,详细描述柔性热防护系统的相关热考核试验。

关键词 柔性热防护系统,高超声速充气气动减速器,热考核试验

中图分类号:TU55;TK1

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2016.01.005

Flexible Thermal Protection System and Correlative Heating Tests

ZHANG Youhua^{1,2} CHEN Zhiming^{1,2} CHEN Lianzhong^{1,2} CHEN Haiqun^{1,2} XIE Xu^{1,2}

(1 China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

(2 Beijing Key Laboratory of Arc Plasma Application Equipment, Beijing 100074)

Abstract Flexible thermal protection system is developed for thermal protection requirement of hypersonic inflatable aerodynamic decelerators, which is focused on thermal protection system for large mass earth entry and future mars entry, descent and landing systems. A brief historical retrospect is given on the flight experiments which have been and will be carried out for developing hypersonic inflatable aerodynamic decelerators. Mars entry, descent and landing systems application required for flexible thermal protection system is depicted. The basic components of flexible thermal protection system definition are described. The correlative heating tests for flexible thermal protection system are introduced in details.

Key words Flexible thermal protection system, Hypersonic inflatable aerodynamic decelerators, Heating tests

0 引言

高超声速充气气动减速器(HIAD)使用柔性热防护系统,利用充气气动结构产生的大迎风面面积提供低弹道系数,降低峰值热流密度,满足大质量有效载荷地球再入和火星进入下降和着陆的使用需求^[1-6]。

为了验证 HIAD 的各项性能,美国 NASA 进行了三次代号为 IRVE(充气再入飞行器试验)的飞行试验。IRVE 的系统构成见图 1,主要由中心体和充气气动结构组成,其中充气系统、电子系统及有效载荷等安装在中心体中,充气气动结构主要由充气圆环和柔性热防护系统组成。

2007 年 NASA 使用二级深空火箭发射 IRVE-1,在减速器与火箭分离时出现故障,飞行试验失败。2009 年 NASA 使用二级深空火箭发射 IRVE-2 取得成功,这也是 HIAD 飞行试验的第一次成功,再入飞

行器到达的最高点为 218 km,再入前充气压力为 24 kPa,飞行器外形为直径 3 m、半锥角为 60°的球锥体,质量为 125 kg,再入飞行峰值减速载荷达到 8.5g,峰值热流小于 20 kW/m²。

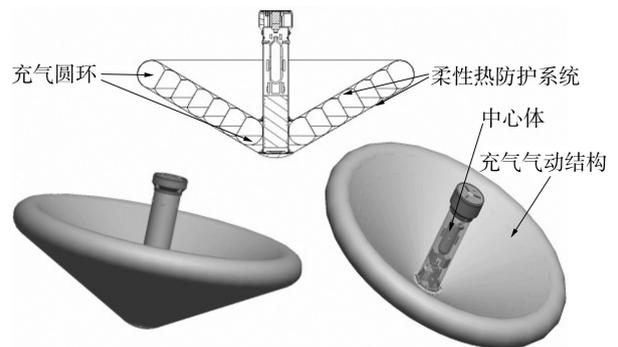


图1 IRVE 的系统构成

Fig.1 IRVE system

收稿日期:2015-08-26

作者简介:张友华,1974 年出生,研究员,主要从事航天飞行器气动热试验研究工作。E-mail:zhang_you_hua@sina.cn

这次飞行试验主要验证了充气气动外形在再入和下降阶段能保持充气 and 稳定性能。2012 年 NASA 使用三级深空火箭发射 IRVE-3 取得成功,IRVE-3 基本外形与 IRVE-2 一致,在充气结构和柔性热防护系统方面进行了改进,此外,增加了重心偏移和飞行高度控制设备。再入飞行器到达的最高点为 469 km,再入前充气压力为 140 kPa,飞行器外形为直径 3 m、半锥角为 60°的球锥体,重心偏移 1.8 cm。再入飞行器质量约 280 kg,再入飞行器峰值减速载荷达到 20g,峰值热流为 150 kW/m²。IRVE-3 一方面验证了 HIAD 的第一代柔性热防护系统再入热环境生存能力,另一方面验证了重心偏移对 HIAD 升阻比和飞行路径角度的影响。

2016 年计划进行 THOR(地球高超声速充气气动减速器轨道再入)试验^[7],THOR 将作为轨道科学公司向国际空间站商业补给飞行的第二有效载荷,发射时放在 Antares 火箭直径为 2.3 m 的二级发动机和直径为 3.9 m 的有效载荷舱之间。当二级发动机工作完成天鹅座飞船分离奔向国际空间站,THOR 将分离并自动进行再入飞行试验任务。飞行器外形为直径 3.7 m、半锥角为 70°的球锥体,同样具有重心偏移和飞行高度控制设备。再入飞行器质量约为 315 kg,其峰值减速载荷达到 8g~10g,峰值热流为 400~450 kW/m²。通过从 200~250 km 的轨道再入,将比之前的亚轨道飞行试验提供更高的能量试验条件,THOR 在一个狭窄的飞行路径角下飞行用以提供几分钟严酷的再入加热环境,模拟地球轨道或火星进入条件,将验证 HIAD 的飞行控制性能和第二代柔性热防护系统再入热环境生存能力。

美国下一步火星探测目标是运送 40 t 的有效载荷到达火星表面,将主要采取两种方案:方案 1 使用 Φ10 m×30 m 的中升阻比气动外形进入器;方案 2 使用直径为 23 m 的高超声速充气气动减速器。方案 2 将使用柔性热防护系统,热流密度随时间的变化历程见图 2^[8],气动热环境参数见表 1。本文主要介绍了柔性热防护系统及相关热考核试验。

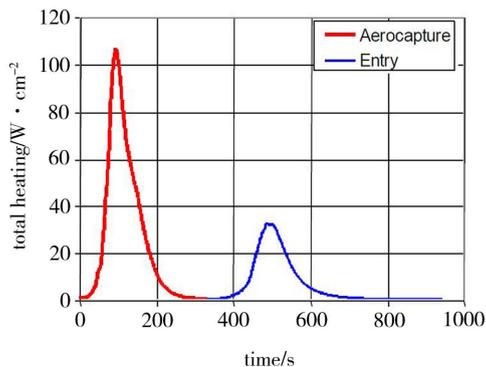


图 2 直径 23 m 的高超声速充气气动减速器热流随时间的变化历程

Fig. 2 Heat flux varying with time of 23 m diameter HIAD

表 1 直径 23 m 的高超声速充气气动减速器气动热环境参数¹⁾

Tab. 1 Aerothermal parameters of 23 m diameter HIAD

气动热环境	最大热流密度	最大压力	最大剪切力
	/kW·m ⁻²	/kPa	/Pa
气动捕获进入火星轨道阶段	1100	14	90
进入火星大气阶段	300	10	60

注:1)总加热量为 140 MJ/m²。

1 柔性热防护系统的基本组成

柔性热防护系统主要是用来保护 HIAD 的飞行安全,使其在对应的热载荷、剪切力和压力环境下结构部件维持在安全的温度范围内,一般由三层组成,外层是热防护层,中间层为隔热层,内层为气密层,每一层具有不同的功能,其中热防护层直接暴露在气动环境中,主要是用来减少或消除热气流对防护系统的热冲击和剪切。隔热层主要用来管理总的热载荷,使柔性热防护系统的背面温度等于或小于充气结构的最高使用温度。气密层用来连接热防护系统和充气结构,使进入的热气不能进入充气结构内部。

优良的柔性热防护系统应具有几个重要特征,即低面密度、低渗透性、高韧性。气密层材料主要考虑高温使用要求,隔热材料应具有低热导率,外热防护层应具有高发射率和低催化特性。当然,考虑到具体使用要求,材料应能够在折叠和展开使用中保持同样良好的性能,易于生产和加工。几种已发展起来的柔性热防护系统材料见表 2。

表 2 几种柔性热防护系统材料

Tab. 2 Several kinds flexible thermal protection systems materials

热防护系统	材料代号	最高使用温度 /°C
热防护层材料	Nextel 312 AF-14	1100
	Nextel 440 BF-20 and BF-10	1370
	SiC Weaves	1800
	Refrasil UC100-28	982
隔热层材料	Pyrogel 3350	1100
	POSS Polyimide aerogel	560
气密层材料	Kapton	400

根据不同飞行热环境的使用要求,具体构成会有所不同。图 3 给出了 IRVE-II 的充气结构材料构成,由于其热环境参数较低,其柔性热防护系统仅有热防护层(Nextel 312 AF-14)和气密层(Kapton)构成。图 4 给出了 IRVE-3 的柔性热防护系统,具体分为三层:热防护层为 Nextel 440 BF-20;隔热层为 Pyrogel 3350;气密层为 Kapton-Kevlar-Kapton。

Flight Material Lay-Up

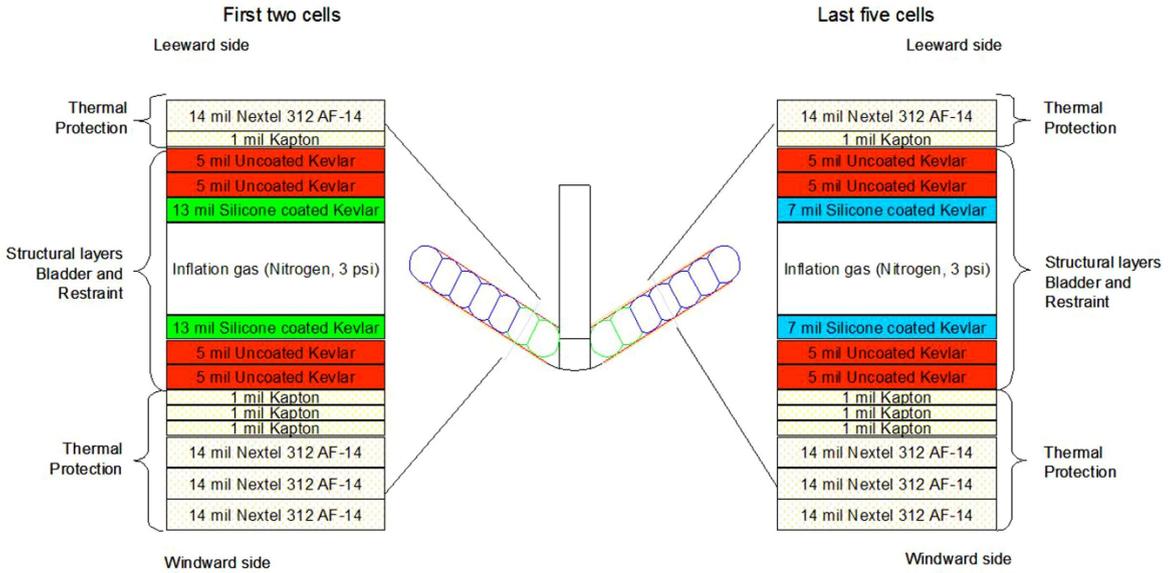


图3 IRVE-II 的充气结构材料构成

Fig. 3 IRVE-II inflatable structure material layup

1 mil=25.4 μm.

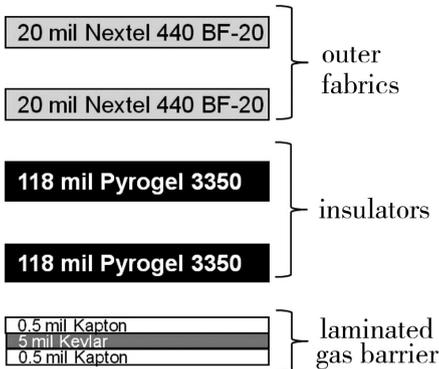


图4 IRVE-3 的柔性热防护系统

Fig. 4 IRVE-3 flexible thermal protection system

2 柔性热防护系统的相关热考核试验

与传统的刚性热防护系统不同,柔性热防护系统的多层、柔性特点使其在实际使用或试验考核时均较

为困难,仅对热考核试验而言,要想较为客观的考核其性能,遇到的主要难点在于试验模型的安装,设备的模拟能力限制,评估流场均匀性及由于小变形引起的热流变化等。

2.1 针对 IRVE-3 柔性热防护系统的热考核试验

2007~2010年,针对 IRVE-3 柔性热防护系统分别在 8'HTT, LHMEI-I 及 PTF 上进行了热考核试验^[9]。

2.1.1 8'HTT 热考核试验设备及试验结果

8'HTT(8 Foot High Temperature Tunnel)即 8 英尺高温风洞是 NASA Langley 研究中心的一座燃烧加热的高超声速风洞,示意图见图 5,主要由燃烧室、喷管、试验段、扩压器、空气引射器组成。该风洞试验段直径为 8 m,配有四套喷管,喷管的最大出口直径为 2.44 m,马赫数模拟范围为 4~7,高度模拟范围为 15~37 km^[10]。

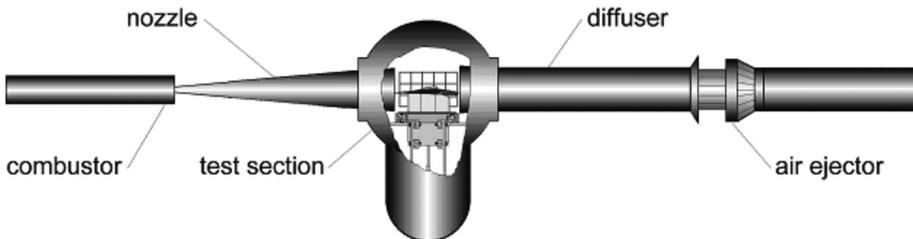


图5 8'HTT 示意图

Fig. 5 Schematic of the 8'HTT

在进行柔性热防护系统热考核试验之前,8'HTT

主要进行发动机试验,如 NASP, Hyper-X, Hy Fly, X-

43C 等项目的发动机模型均在 8' HTT 上进行过试验, 试验时试验模型放置在试验段的喷管出口, 由模型支架支撑, 由攻角系统调节相对气流攻角, 由模型升降机构送入或撤出流场, 由测力系统测量发动机推力, 示意图见图 6。

为了进行 IRVE-3 柔性热防护系统热考核试验, 特别设计了用于安装单个模型的支架。试验前首先裁剪材料形状适于安装, 在需要测温的材料表面布置好热电偶, 然后将材料按顺序层叠并拉紧固定在支架上, 最后将单个模型的支架固定在集成支架上, 用密封胶对缝隙部位进行密封, 见图 7。图 8 给出了对应热流密度为 160 kW/m^2 , 试验时间为 90 s 的测温结果, 图中实线为测量值, 虚线为计算值。

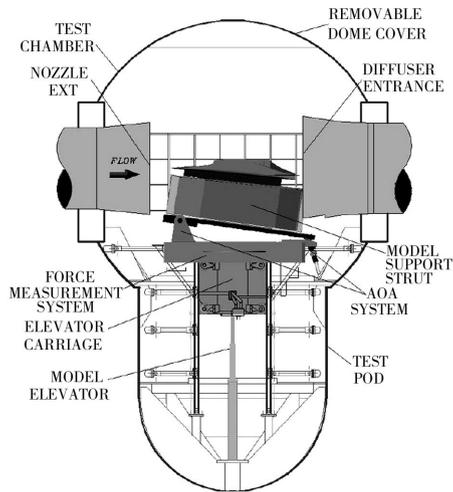


图 6 8' HTT 发动机试验模型安装示意

Fig. 6 Model installation schematic of engine models in 8' HTT

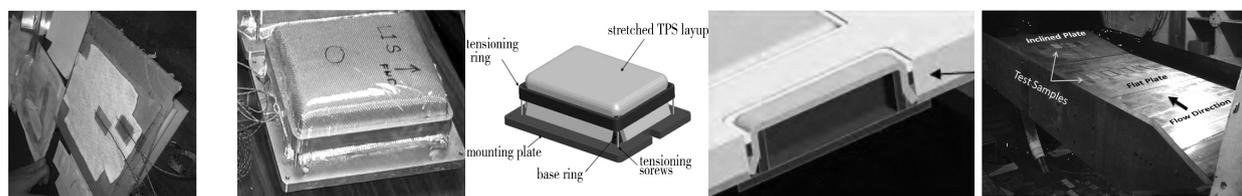


图 7 IRVE-3 柔性热防护系统模型安装示意

Fig. 7 Installation schematic of IRVE-3 flexible thermal protection system samples in 8' HTT

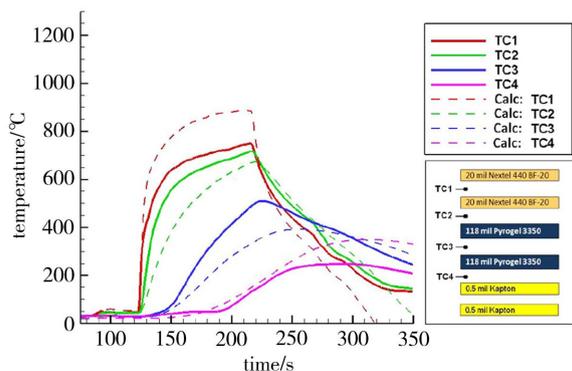


图 8 8' HTT 上 IRVE-3 柔性热防护系统温度结果

Fig. 8 8' HTT temperature results for IRVE-3 flexible thermal protection system
热流密度 160 kW/m^2 , 试验时间 90 s。

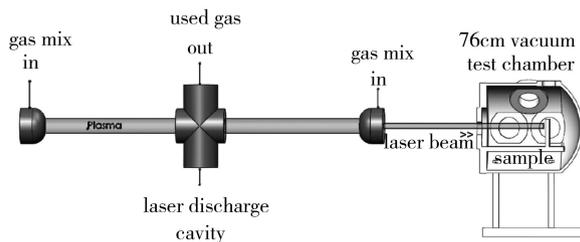


图 9 LHMEI-I 示意图

Fig. 9 Schematic of the LHMEI-I test facility

2.1.2 LHMEI-I 热考核试验设备及试验结果

LHMEI-I 是美国 Wright Patterson 空军基地的一座 15 kW 连续波二氧化碳同轴激光器, 激光波长为 $10.6 \mu\text{m}$, 试验段直径为 76 cm, 静压为 $13.3 \mu\text{Pa}$ 。试验设备示意图 9。模型安装在试验段内的模型支架上, 试验时激光束垂直于模型表面进行加热考核, IRVE-3 柔性热防护系统模型在 LHMEI-I 的安装照片见图 10。图 11 给出了对应热流密度为 200 kW/m^2 , 试验时间为 90 s 的测温结果, 图中实线为测量值, 虚线为计算值。

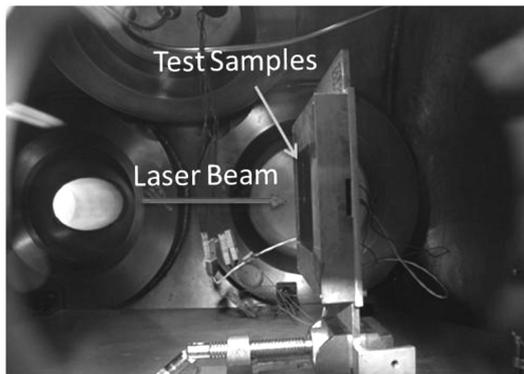


图 10 IRVE-3 柔性热防护系统模型安装示意

Fig. 10 Installation schematic of IRVE-3 flexible thermal protection system samples in LHMEI-I

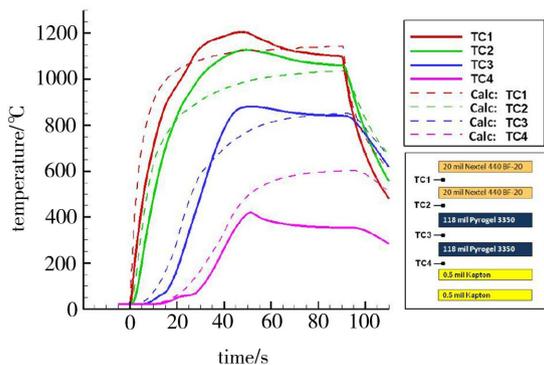


图 11 LHMEI-I 上 IRVE-3 柔性热防护系统温度结果
Fig. 11 LHMEI-I temperature results for IRVE-3 flexible thermal protection system
热流密度 200 kW/m^2 , 试验时间 90 s 。

2.1.3 PTF 热考核试验设备及试验结果

PTF (Panel Test Facility) 即平板试验设备是 NASA Ames 研究中心性的电弧风洞, 主要包括 20 MW 叠片加热器, 喉道 $71.8 \text{ mm} \times 18.0 \text{ mm}$, 出口 $431.8 \text{ mm} \times 108.0 \text{ mm}$ 的超声速半椭圆喷管, 尺度为 1.2 m^3 的试验段, 模拟高度 $30 \sim 60 \text{ km}$ 。该电弧风洞可进行 $355 \text{ mm} \times 355 \text{ mm}$ 的平板模型试验, 试验时模型攻角为 $-6^\circ \sim +9^\circ$, 主要用于航天飞机隔热瓦部件等热考核试验。设备示意图见图 12。模型安装在喷管出口的支架上, 试验时经过加热器加热的高温气流过模型表面进行加热考核, IRVE-3 柔性热防护系统模型在 PTF 的安装照片见图 13。

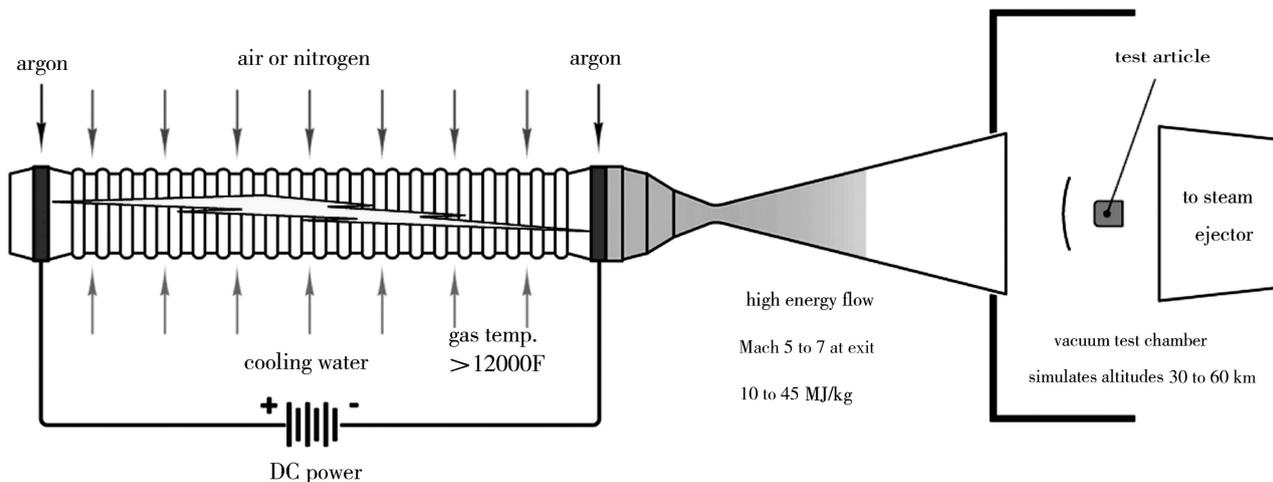


图 12 PTF 示意图
Fig. 12 Schematic of PTF test facility

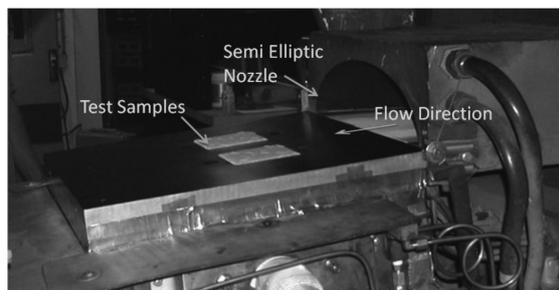


图 13 IRVE-3 柔性防热系统模型安装示意
Fig. 13 Installation schematic of IRVE-3 flexible thermal protection system samples in PTF

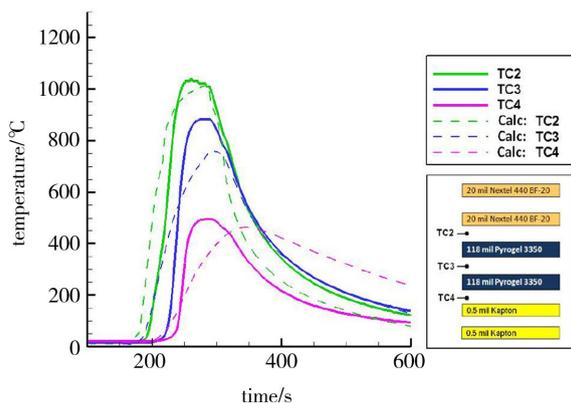


图 14 PTF 上 IRVE-3 柔性热防护系统温度结果
Fig. 14 PTF temperature results for IRVE-3 flexible thermal protection system
热流密度 240 kW/m^2 , 试验时间 70 s 。

图 14 给出了对应热流密度为 240 kW/m^2 、试验时间为 70 s 的测温结果, 图中实线为测量值, 虚线为计算值。

2.1.4 飞行试验与热考核试验条件比较

IRVE-3 飞行轨道见图 15, 分为上升段、展开段、试验段和下降段, 总时间约 800 s 。

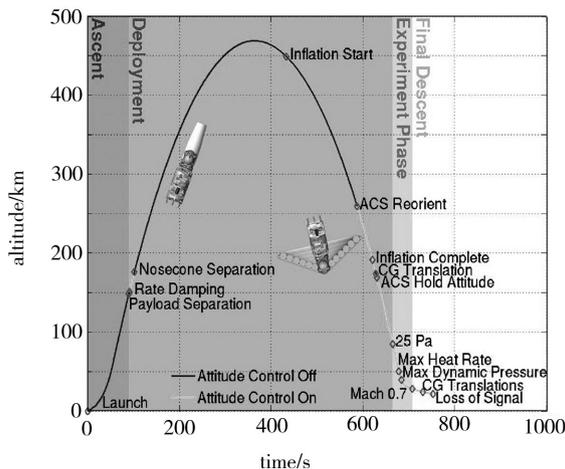


图 15 IRVE-3 飞行轨道

Fig. 15 IRVE-3 trajectory overview

其中试验段见图 16,可以看出,IRVE-3 从 664 s 在 85 km 高度进入大气,到 707 s 在 28 km 试验结束,总时间约为 43 s^[11]。

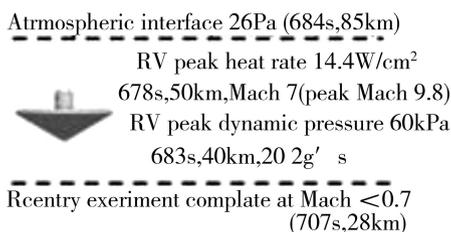


图 16 IRVE-3 试验段

Fig. 16 IRVE-3 experiment phase

IRVE-3 的热流密度见图 17,峰值约 150 kW/m^2 ,达到了 IRVE-3 飞行试验设定的最大峰值热流密度不低于 120 kW/m^2 对柔性热防护系统进行气动热考核的试验目的^[12]。

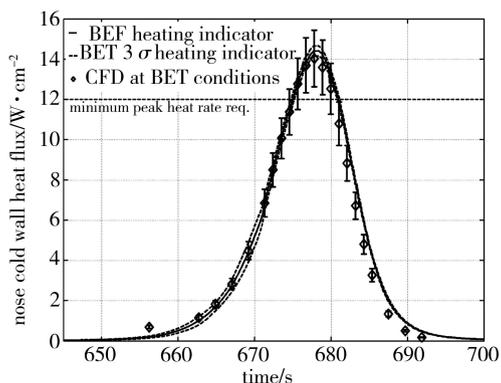


图 17 IRVE-3 热流密度

Fig. 17 IRVE-3 Trajectory heat flux

从 IRVE-3 的飞行热环境来看,其热流密度为脉冲型,峰值约 150 kW/m^2 ,若考虑高空加热,具有热载荷的试验时间约 50 s,而进行的地面热考核试验热流密度均大于 150 kW/m^2 ,试验时间远大于 50 s,所以地面热考核试验为过度考核,其柔性热防护系统设计是偏于保守的。

2.2 更高热环境使用条件下的柔性热防护系统热考核试验

2010 年之后,针对更高热环境使用条件下的柔性热防护系统精细化热考核需求,NASA 首先确定了气动热驻点试验和气动热剪切试验是柔性热防护系统热考核试验需要重点发展的试验技术,其次对已有的试验设备能力进行评估,在选定的重点试验设备上开展相应试验技术开发。

图 18 给出了不同试验设备在进行气动热剪切试验时的模拟能力。可以看出,Boeing LCAT (Boeing Large Core Arc Tunnel) 大尺度电弧风洞具有广阔的应用前景,所以 NASA 基于 Boeing LCAT 进行试验技术开发和应用^[13]。

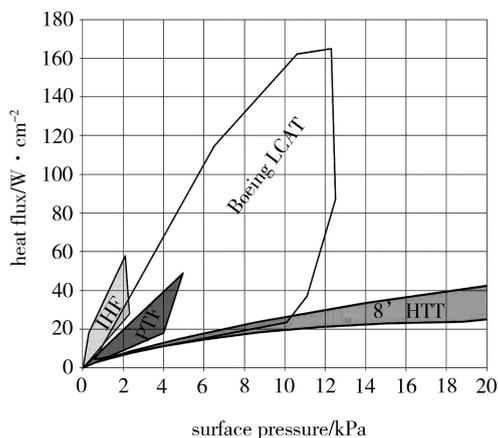


图 18 不同试验设备进行气动热剪切试验时的模拟能力

Fig. 18 Simulative capability on aerothermal shear test in different facilities

2.2.1 Boeing LCAT 设备简介

Boeing LCAT 设备是一座电弧风洞,照片见图 19。

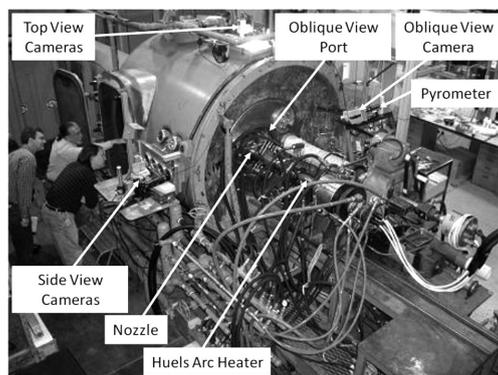


图 19 Boeing LCAT 设备照片

Fig. 19 Photo of Boeing LCAT facility

主要包括最大功率为 12 MW 的管式加热器、配套的锥形喷管、矩形喷管和半椭圆喷管,在试验段外配备有高温计、斜向观察孔、斜向观察摄像机、侧面观察摄像机及顶部观察摄像机。可以开展气动热驻点试验和气动热剪切试验。

2.2.2 柔性热防护系统气动热驻点试验技术的开发及应用

基于 Boeing LCAT 出口直径为 152.4 mm 的锥形喷管,开发柔性热防护系统气动热驻点试验技术,重点在于模型安装系统的设计及优化。

借鉴以往的设计经验,首先设计了直径为 88.9 mm、倒角为 12.7 mm 的模型安装系统,解决了柔性热防护系统各层材料的安装、固定及热电偶布置等难题。模型安装示意图 20,先由外圈和内圈夹持固定热防护系统外层织物,在外层织物的后面依次安装热防护系统隔热层、代号为 Li-900 的背面隔热材料、隔热支撑板、压紧调节件、支撑环,最后安装支架底座,安装过程中在需要测温的柔性热防护系统层间布置热电偶并由图示的热电偶通道引出。

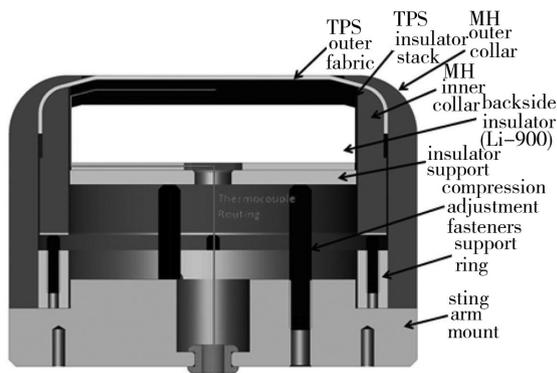


图 20 模型安装示意

Fig. 20 Schematic of model Installation
模型安装过程照片见图 21。

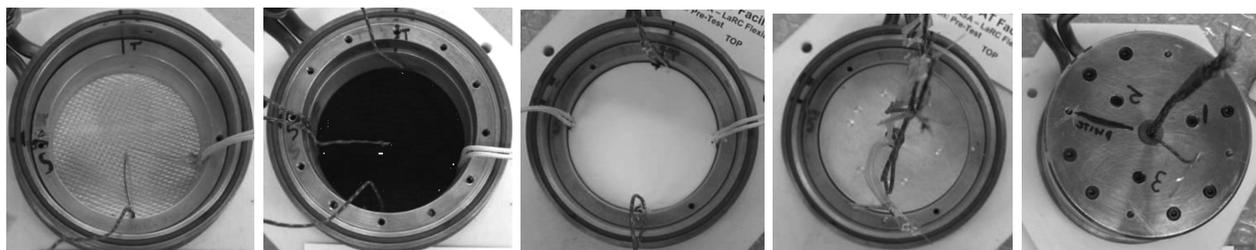


图 21 模型安装过程照片

Fig. 21 Photo of model installation course

使用该模型安装系统,在 2012 年 4 月进行了柔性热防护系统气动热驻点试验,试验状态见表 3。试验获取了温度响应数据,用以评估材料的耐热性能,在进行状态 3 试验时,发现了模型表面中心完好,周边烧蚀严重的现象,见图 22。针对此现象,进行了理论计算,计算结果表明对于现有模型安装系统,模型表面热流变化量约为 15% ~ 30%。所以根据计算结果,结合喷管尺度,重新设计了直径为 114.3 mm,倒角为 3.175 mm 的模型安装系统,在状态 3 下,模型表面热流变化量约为 5% ~ 20%。

表 3 柔性热防护系统气动热驻点试验状态

Tab. 3 Parameters of aerothermal stagnation test on flexible thermal protection system

试验状态	热流密度/ $\text{kW}\cdot\text{m}^{-2}$	驻点压力/ kPa
1	200	3.1
2	300	4.8
3	400	6.6
4	500	4.0

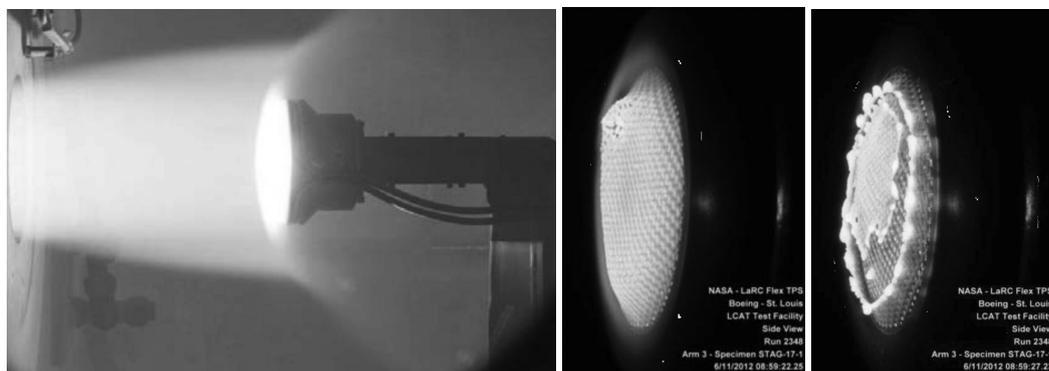


图 22 状态 3 试验录像

Fig. 22 Videos of test condition 3

同时,对加热器的运行方式进行了优化,通过气、电配合能较好模拟实际受热环境。图 23 给出了某轨道再入时预估热环境参数和使用新设计的探头实测

的热环境参数,其中实线代表实际测量值,虚线代表理论预估值^[14]。

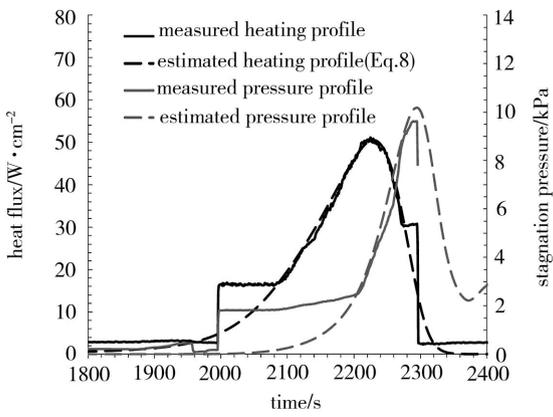


图 23 某轨道再入时预估热环境参数和实测的热环境参数
Fig. 23 A certain reentry trajectory relevant estimated vs. measured aerothermal parameters

通过上述两方面的改进和优化,使得模型受热表面热流更加均匀,实际试验热环境更加接近使用环境,未经过状态 3 试验考核的柔性热防护系统通过了更高峰值热流环境的气动热驻点试验考核。

2.2.3 柔性热防护系统气动热剪切试验技术的开发及应用

基于半椭圆喷管开发气动热剪切试验技术,试验时水冷模型支架放置于半椭圆喷管出口,试验模型安装在水冷模型支架内,水冷模型支架由旋转模型弹入系统支撑。

旋转模型弹入系统可以调节的攻角为 0° 、 2.5° 、 5° 、 7.5° 和 10° 。试验模型受热面尺度为 $101.6\text{ mm} \times 101.6\text{ mm}$ 。柔性热防护系统气动热剪切试验前照片见图 24。

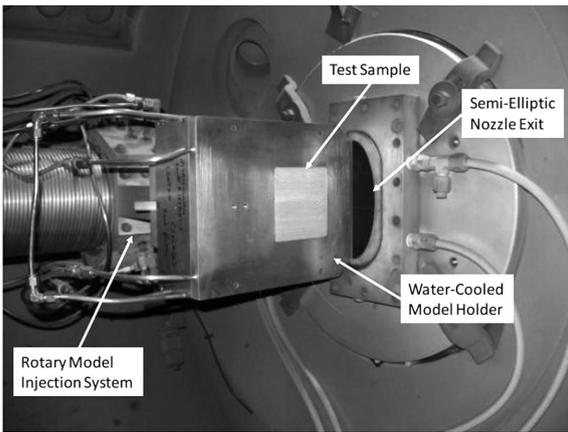


图 24 柔性热防护系统气动热剪切试验前照片
Fig. 24 Photo of the aerothermal shear pre-test on flexible thermal protection system

为了进行试验模型安装,设计了复杂的模型张拉装置,该装置具有四个功能:(1)模型的厚度可调节;(2)模型的隔热材料可以压紧;(3)外层隔热材料可

以预拉伸;(4)可以主动控制试验模型外形。图 25 给出了安装了热防护系统模型的模型张拉装置照片。

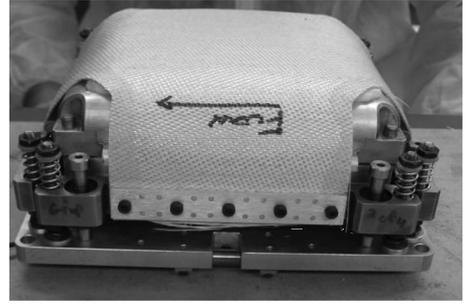


图 25 安装了热防护系统模型的张拉装置

Fig. 25 Sample tensing fixture with a FTSPS sample installed

为实现上述功能,模型张拉装置具有几个特征:(1)隔热系统的隔热材料放置在外底座的内腔内,由 O 型密封圈密封;(2)隔热材料的背面由可调节隔热系统厚度的内底座支撑,内底座在 $101.6\text{ mm} \times 101.6\text{ mm}$ 的区域装有 Li-900 的隔热材料;(3)底座外形严格控制隔热系统的隔热层外形使之具有可重复性;(4)由 4 个张拉机构夹持十字形隔热系统的隔热层;(5)所有张拉机构由八套张拉和定位装置保证具有相同的张拉应力及对准调节;(6)四个张拉机构都由同一块平板支撑,它使得每个张拉机构保持直线,并且提供测量每个机构位移的参考点;(7)四个弦线电位计用以测量位移,4 个钢索扶正轴承可以进行整体移动调整。模型张拉装置截面图见图 26。实际使用时模型的安装由底层开始,在需要测温的层间中心布置热电偶,当隔热层装好后,由模型张拉装置四周的 4 个螺钉固定在水冷支架的平板上,进行四周间隙检查,通常做法是用一张纸插入水冷支架的边缘刀口和模型外层之间进行检查,见图 27。

使用上述开发的模型安装系统,于 2012 年成功进行了柔性热防护系统气动热剪切试验,试验条件与表 1 一致。试验状态 3 下典型试验模型结果及热电偶分布见图 28。

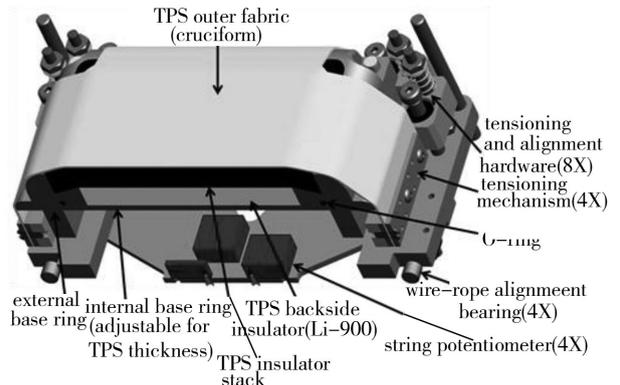


图 26 模型张拉装置截面图

Fig. 26 Cross-section of the sample tensing fixture
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016 年 第 1 期

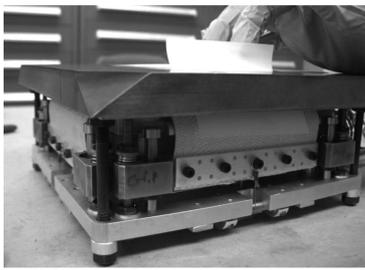


图 27 用自由滑过一张纸检查模型支架刀口和模型之间的边缘空隙

Fig.27 Verification of clearances for boundary condition by freely sliding a piece of paper between model holder knife edge and the test sample

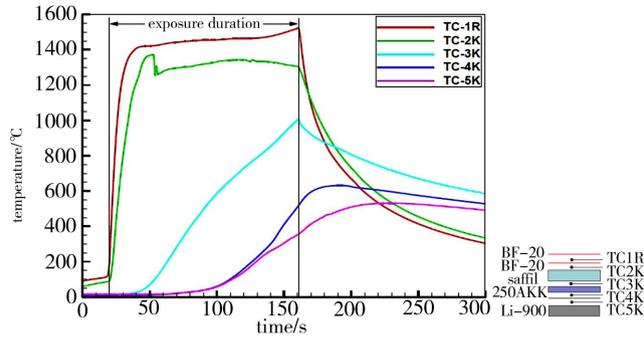


图 28 试验状态 3 下典型试验模型温度数据及热电偶分布
Fig.28 Typical temperature data from shear testing at condition 3 and thermocouple configuration for FIPS

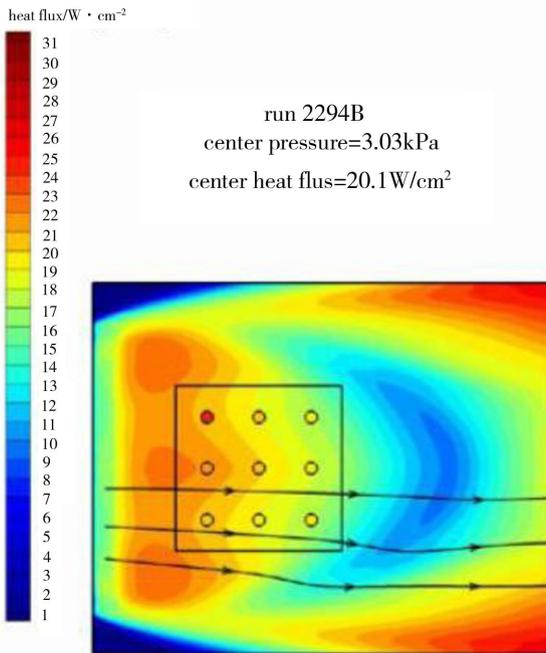


图 30 气动热剪切计算结果

Fig. 30 CFD results showing heating augmentation for various bump heights

3 结语

柔性热防护系统为高超声速充气气动减速器的防热需求而发展,主要为大质量地球再入及未来火星的进入、下降和着陆系统的防热而研发。

2012 年美国 NASA 的 IRVE-3 飞行试验成功,标
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016 年 第 1 期

在试验技术开发过程中,与气动热驻点试验技术一样,也进行了数值模拟研究,图 29 给出了计算模型。

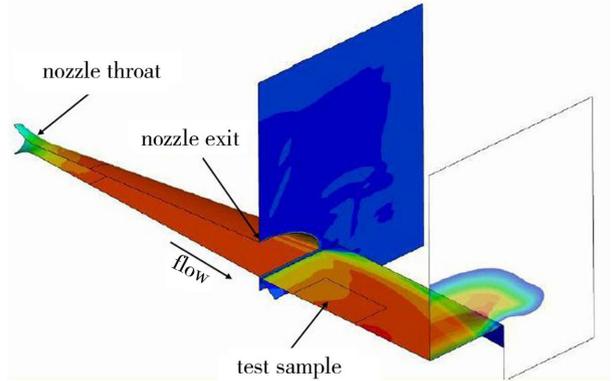
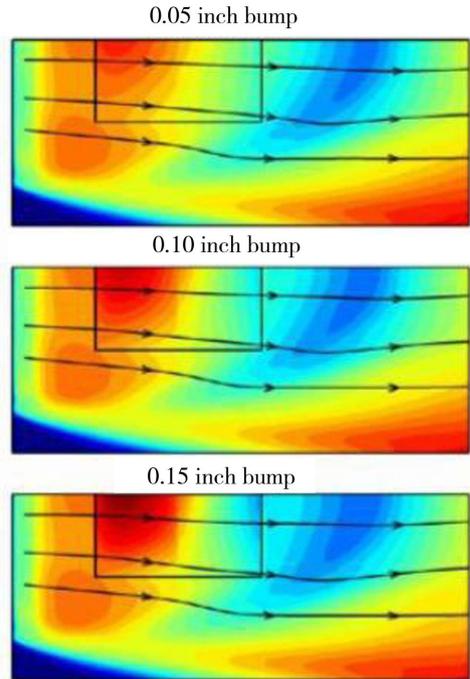


图 29 气动热剪切计算模型

Fig. 29 CFD model of semi-elliptic nozzle and aerothermal shear test sample

图 30 给出了中心热流密度为 20.1 W/cm^2 、中心压力为 3.03 kPa 下,模型凸起高度为 1.27 、 2.54 和 3.81 mm 时模型表面的热流密度分布情况。



志着峰值热流密度为 200 kW/m^2 量级的柔性热防护系统得以发展并成功应用,这期间,从 2007 ~ 2010 年,在不同设备上对柔性热防护系统进行了大量热考核试验。

针对 2016 年即将进行的 THOR 飞行试验,其热

环境更为严酷,需要峰值热流密度为 500 kW/m² 量级的柔性热防护系统,在评估设备性能和实际使用要求的情况下,立足 Boeing LCAT 电弧风洞设备上进行攻关,并重点进行气动热驻点试验技术和气动热剪切试验技术的开发,在模型安装、数值模拟和电弧加热设备运行改进等方面开展大量研究,其思路和方法可为我国发展柔性热防护系统提供重要参考。

针对大质量未来火星进入、下降和着陆系统使用的柔性热防护系统,峰值热流密度将超过 1 MW/m²,且要经历两次热脉冲,加上需要考虑火星大气组分与地球大气差异,其材料的发展和气动热试验考核将会更为艰难,任重道远。

参考文献

[1] HUGHES S J. Inflatable re-entry vehicle experiment (IRVE) design overview [R]. AIAA Paper 2005-1636.
[2] LINDELL M C, Hughes S J. Structural analysis and testing of the inflatable re-entry vehicle experiment (irve) [R]. AIAA Paper 2006-1699.
[3] STEPHEN A. IRVE-II post-flight trajectory reconstruction [R]. AIAA Paper 2010-7515.
[4] HUGHES S J. Hypersonic inflatable aerodynamic decelerator (HIAD) technology development overview [R]. NASA-20130014935, 2013.
[5] LICHODZIEJEWSKI L. Design and testing of the inflatable aeroshell for the IRVE-3 flight experiment [R]. AIAA Paper

2012-1515.

[6] ZANG T A, DWYER-CIANCIOLO A M. Overview of the NASA entry, descent and landing systems analysis study [R]. NASA-20100033145, 2010.
[7] DILLMAN R. Planned flight of the terrestrial hiad orbital reentry (thor) [R]. NASA-20140011452, 2014.
[8] CASSELL A M. Development of thermal protection materials for future Mars entry, descent and landing systems [R]. AIAA Paper 2010-5049.
[9] Del Corso J. Advanced high-temperature flexible tps for inflatable aerodynamic decelerators [R]. AIAA Paper 2011-2510.
[10] HARVIN S F. Test capability enhancements to the NASA langley 8 foot high temperature tunnel [R]. NASA-20070003589, 2007.
[11] DILLMAN R. Flight performance of the inflatable re-entry vehicle experiment 3 [R]. NASA-20140000147, 2014.
[12] OLDS A D. IRVE-3 post-flight reconstruction [R]. NASA-20130013398, 2013.
[13] BRUCE W E. Aerothermal ground testing of flexible thermal protection systems for inflatable aerodynamic decelerators [R]. NASA-20120011663, 2012.
[14] MAZAHARI A. Methodology for flight relevant arc-jet testing of flexible thermal protection systems [R]. AIAA Paper 2013-2622.

2016 年《宇航材料工艺》征订启事

《宇航材料工艺》(双月刊)创刊于 1971 年,是经国家科委和国家新闻出版署批准出版的国家级科技期刊,中国科技论文统计用刊,中国中文核心期刊,已被国际宇航文摘《IAA》、美国化学文摘《CA》、金属文摘《METADEX》、《中国期刊网》、万方数据资源系统(ChinaInfo)数字化期刊群、《中国学术期刊(光盘版)》、《中国学术期刊综合评价数据库》、《中国科学引文数据库》等多种文摘和数据库收录。2002 年在第二届国家期刊奖评比活动中,《宇航材料工艺》获百种重点期刊奖。

《宇航材料工艺》主要报道我国材料及工艺的科技进展、科研成果和工程实践,内容丰富,信息量大。除大量刊登学术类技术论文、研究报告、综述和专论外,还刊登新材料、新工艺、新产品及技术改造、技术革新、生产经验、国外科技、科技见闻、成果简介及会议信息等。

刊号: $\frac{\text{ISSN1007-2330}}{\text{CN11-1824/V}}$

双月刊,每期 20 元,全年 6 期,共 120 元/年 国外订价:120 美元/年

帐户名称:航天材料及工艺研究所 请注明:订阅《宇航材料工艺》

开户银行:北京市工商银行东高地支行

帐号:0200006509008800374

邮汇:北京 9200 信箱 73 分箱《宇航材料工艺》编辑部 邮编:100076

联系电话:(010)68383269 E-mail:rtao703@163.com

未收到订单的读者可信汇或直接邮汇至编辑部,并将订户信息发至邮箱。订户信息需注明:单位名称(开发票)、经办人及电话、订阅份数及汇款金额、汇款方式及日期、邮寄地址及邮编。